

可压缩机翼绕流的数值模拟及其稳定性分析

贾安庆, 窦华书

(浙江理工大学机械与自动控制学院, 310018 杭州)

摘要: 运用数值模拟的方法分别模拟了马赫数为 0.5、攻角为 3 和 8 的可压缩的机翼绕流流动,同时研究了马赫数为 0.75、攻角为 1.5, 5 和 8 的具有激波的可压缩流动机翼绕流,模拟结果与实验数据符合良好。采用能量梯度方法分析了流体流动的稳定性,研究发现:Spalart-Allmaras 湍流模型能够准确反映出可压缩机翼绕流流动的流场特性;对于未产生激波的可压缩机翼绕流,背风的一侧首先发生失稳,且在机翼前端的上缘首先发生失稳;对于具有激波的机翼绕流,激波处的能量梯度最大,首先发生失稳。

关键词: 可压缩; 数值模拟; 机翼绕流; 能量梯度法; 稳定性

中图分类号: O355

文献标志码: A

0 引言

绕流流动现象是流体力学的经典研究课题之一^[1],也是众多理论分析、数值模拟以及实验研究的对象^[2-3]。它广泛存在于自然界中,如河水绕过桥墩、风吹过建筑物和空气绕过飞机等;还大量出现在实际问题中,如水流对渡槽槽墩、桥梁、海洋钻井平台支柱、海底输运管线、桩基码头等^[1,4-5]。尽管对这一现象的研究已经有一个多世纪,但是直到现在仍是流体力学中的一项艰巨挑战^[6]。

众所周知,层流绕流时,流体产生的摩擦阻力相对于湍流绕流要小的多。在机翼绕流中,层流绕流极大地减少了能源消耗,因而机翼绕流现象一直受到国内外研究学者的广泛关注。由此产生的层流控制技术(LFC),其主要目的是通过各种手段调控机翼周围的流体使其处于或者保持为层流状态^[7]。而实现流体控制的前提,是首先判断出流体所处的状态,并找出流场中最容易首先发生失稳的位置或者流体失稳后最不稳定的位置,从而加以调控。目前已有研究机翼稳定性的方法主要有线性稳定性分析方法、 e^n 等方法。然而这些方法都主要被用来

预测湍流转捩,且预测结果与实验结果存在较大误差,而且当流体处于完全湍流状态时,目前还没有有效的数值方法判断并找出流场中的最不稳定位置。

本文运用数值模拟的方法,分别模拟了 $Ma = 0.5, 0.75$ 和不同攻角工况下的可压缩气体的绕流现象,并将计算结果与相关文献进行了比较,然后用能量梯度法判断了流场的稳定性。

1 能量梯度理论

近年来,窦华书等^[8-10]提出了一种基于牛顿力学、与 N-S 方程相兼容的用于分析流动失稳和转捩问题的新理论——能量梯度理论。该理论指出,粘性流体流动的不稳定性取决于展向获得的能量(ΔE)与沿流线方向由于摩擦而引起的能量损失(ΔH)的相对大小(粒子在其平衡位置处的振动示意图如图 1 所示,符号含义及具体内容见文献^[8-10]);展向获得的比较大的能量会放大扰动,沿流线方向损失的能量则会吸收扰动,使流动趋于稳定;对于任一给定的扰动,湍流转捩与否取决于这两者的相对大小;当展向获得的能量达到临界值时,层流无法平复此扰动,此时流动有可能失稳;最终,当展向

收稿日期: 2014-12-10

基金项目: 国家自然科学基金项目(51276142, 51106141);浙江理工大学研究生创新项目(11130032661215)

作者简介: 贾安庆(1989—),男,山东临沂人,硕士研究生,主要从事湍流的数值模拟及稳定性方面的研究。

通信作者: 窦华书, E-mail: huashudou@yahoo.com

的能量梯度与沿流线方向损失的能量梯度之比足够大的时候,有可能引发湍流。

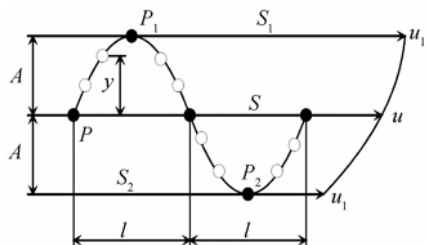


图 1 粒子在其平衡位置处的振动

由上可知,流动失稳的准则可以表示为:

$$F = \frac{\Delta E}{\Delta H} = \frac{\left(\frac{\partial E}{\partial n} \frac{2\bar{A}}{\pi} \right)}{\left(\frac{\partial H}{\partial s} \frac{\pi}{u} \right)} = \frac{2}{\pi^2} K \frac{\bar{A}\omega_d}{u} = \frac{2}{\pi^2} K \frac{v'_m}{u} < \text{Const} \quad (1)$$

$$K = \frac{\partial E / \partial n}{\partial H / \partial s} \quad (2)$$

其中: F 为坐标函数,表示流体粒子在半周期内获得的能量与半周期内由于流体粘性摩擦而损失的能量之比; K 是一个无量纲参数,表示流体粒子展向获得的能量与沿流向损失的能量之比; $E = P + 0.5\rho V^2$ 为每单位体积流体的动能; s 代表沿流线方向, n 表示流线的展向方向; H 表示有限长度内每单位体积流体沿流线方向的能量损失; ρ 代表流体密度; u 表示流体主流向的流动速度; \bar{A} 是扰动的幅值, ω_d 是扰动的频率; $v'_m = \bar{A}\omega_d$ 表示扰动速度的幅值;Const 为常数。^[8,10]

2 几何模型及数值方法

2.1 几何模型

本文选取的计算域如图 2 所示,机翼的弦长为 $L=1\text{ m}$,机翼上游距机翼前端距离为 $15L$,下游距机翼尾部为 $15L$ 。

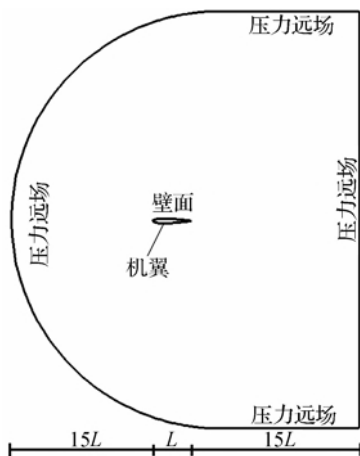


图 2 计算域示意

2.2 网格生成

本文运用 C 型网格生成法划分机翼周围网格,计算域网格和机翼周围网格如图 3 所示。其中在机翼周围由于流体的流动变化较为剧烈,对其周围网格进行加密处理,具体如图 3 和图 4 所示。最终,网格的最小间距为 2.69×10^{-2} ,网格总数为 11.5 万。

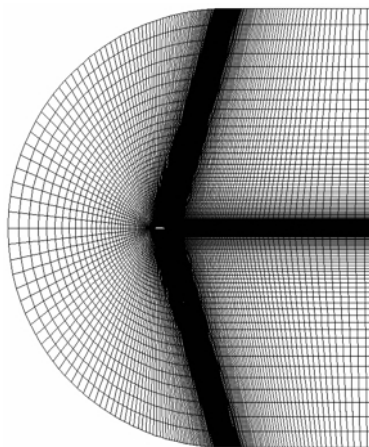


图 3 计算域网格

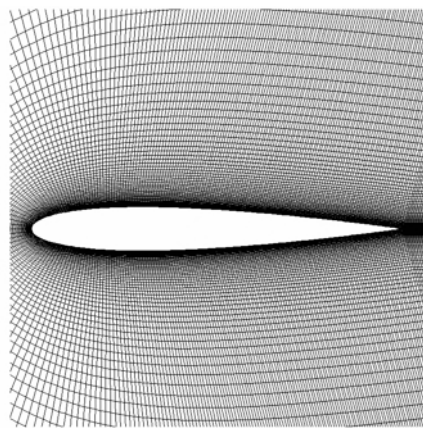


图 4 机翼周围网格

2.3 控制方程

由于本文计算的工况来流马赫数均大于 0.3,要考虑气体的可压缩性,故其控制方程为:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) \quad (4)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot \{ \mathbf{v} (\rho E + p) \} = \nabla \cdot \{ k' \nabla T + (\bar{\tau} \cdot \mathbf{v}) \} \quad (5)$$

其中: ρ 为空气密度, \mathbf{v} 为速度矢量, t 为流动时间, P 为压强, $\bar{\tau}$ 为应力张量, E 为内能, k' 为热传导系数。雷诺数定义为 $\text{Re} = \frac{\rho UL}{\mu}$,其中 L 为机翼的弦长, μ 为流体粘度。运用有限体积法离散控制方程,

用 Couple 方法求解速度和压力耦合,其中压力采用二阶格式,动量方程采用二阶迎风格式。

由于此种工况下,流动已为完全湍流,本文选用的湍流模型为 Spalart-Allmaras 湍流模型,其输运方程为:

$$\frac{\partial(\rho \bar{v})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i \bar{v})}{\partial x_i} = G_v + \frac{1}{\sigma_v} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \bar{v}) \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2\rho} \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_v \quad (6)$$

其中: \bar{v} 为湍流运动粘度, G_v 为湍流粘度的增加项, Y_v 为湍流粘度的减少项, ν 为分子运动粘度, S_v 为用户自定义源项。

2.4 边界条件

边界条件设置如图2中所示,机翼采用壁面无

滑移条件,机翼周围的计算区域设为压力远场边界条件。

3 结果及讨论

3.1 计算结果与文献数值结果对照

分别将 $Ma=0.5, \alpha=3$ 和 $Ma=0.75, \alpha=1.5$ 两种工况下计算得到的压力系数与文献中 Jameson、Mavriplis^[11] 和 Jameson^[12] 的数值结果作对比,结果如图5和图6所示。从图中可以看出,本文的计算结果与文献中的计算结果吻合良好。而在此基础上又分别计算了 $Ma=0.5, \alpha=8$ 和 $Ma=0.75, \alpha=5$ 或 8 三种工况,其压力系数分布如图6所示。

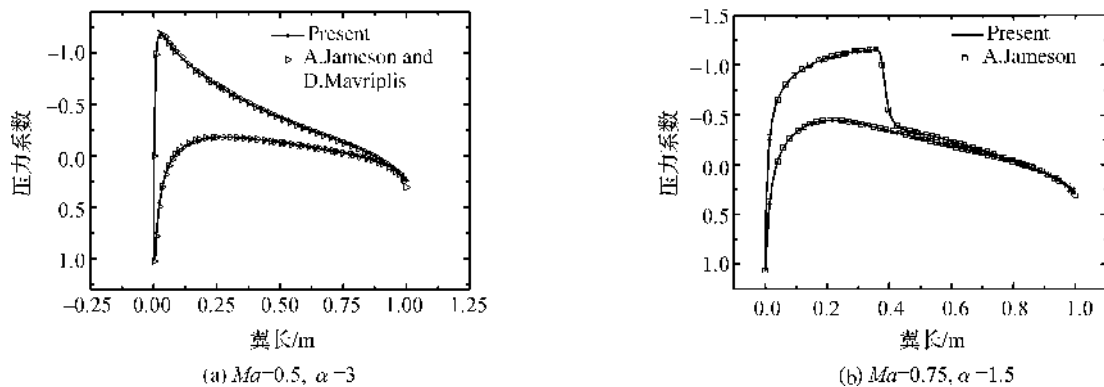


图5 本文与文献[11-12]中的计算得到的压力系数分布对比

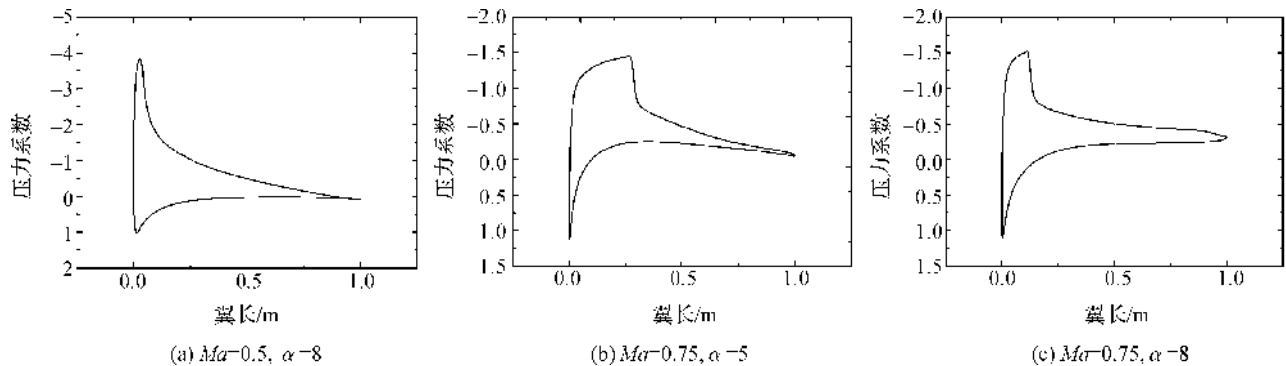


图6 不同工况下沿机翼的压力系数分布

3.2 结果分析及讨论

图7和图8分别给出了 $Ma=0.5$ 不同攻角工况下计算得到的流线图、速度云图、压力云图和 K 值云图。在图7中,由流线图可知,机翼周围流动并没有发生流动分离,然而由于此时攻角 $\alpha=3$ 并不为零,流体流动整体呈不对称状态。从速度云图可知,由于攻角的原因,机翼的上表面的速度较大,而此处对应的压力较小。对应图7(d)中 K 值云图可知, K 值较大的地方集中分布在机翼的上表面,根据能量梯度理论可知,机翼的上表面更容易首先发生失稳。且通过研究 K 值的

小分布得到,在 $X=0.1$ m 附近 K 值最大,根据能量梯度理论—— K 值最大的地方最先发生失稳可知,在 $X=0.1$ m 附近流动最先发生失稳,这与前人的研究成果相一致^[7,13]。由图8(a)流线图和图8(b)速度云图可知,此时在机翼尾部区域初步发生了流动的分离。对应图8(d) K 值云图可知,随着攻角的增大,机翼表面的不稳定区域向左移动,且在流动分离的边缘处 K 值较大。且研究 K 值的大小分布发现, K 值最大值发生在 $X=0.05$ m 处,根据能量梯度理论可判断,此处将最先发生流动的失稳,这与前人的研究结果^[7] 基本一致。

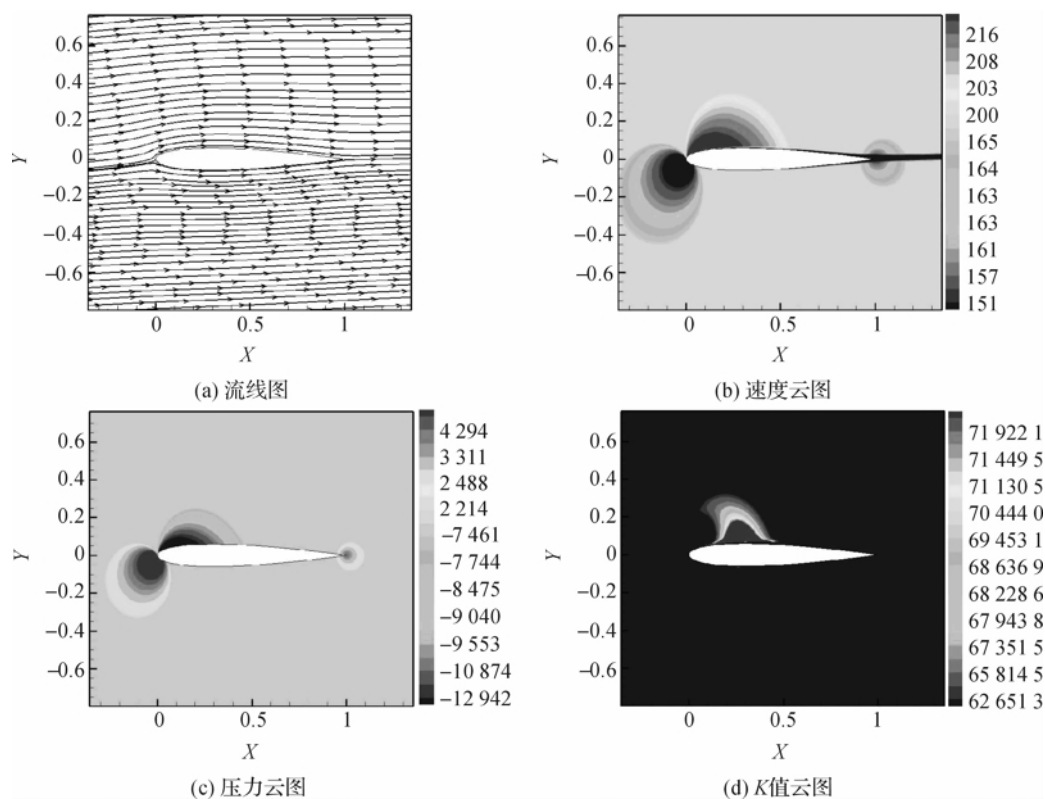
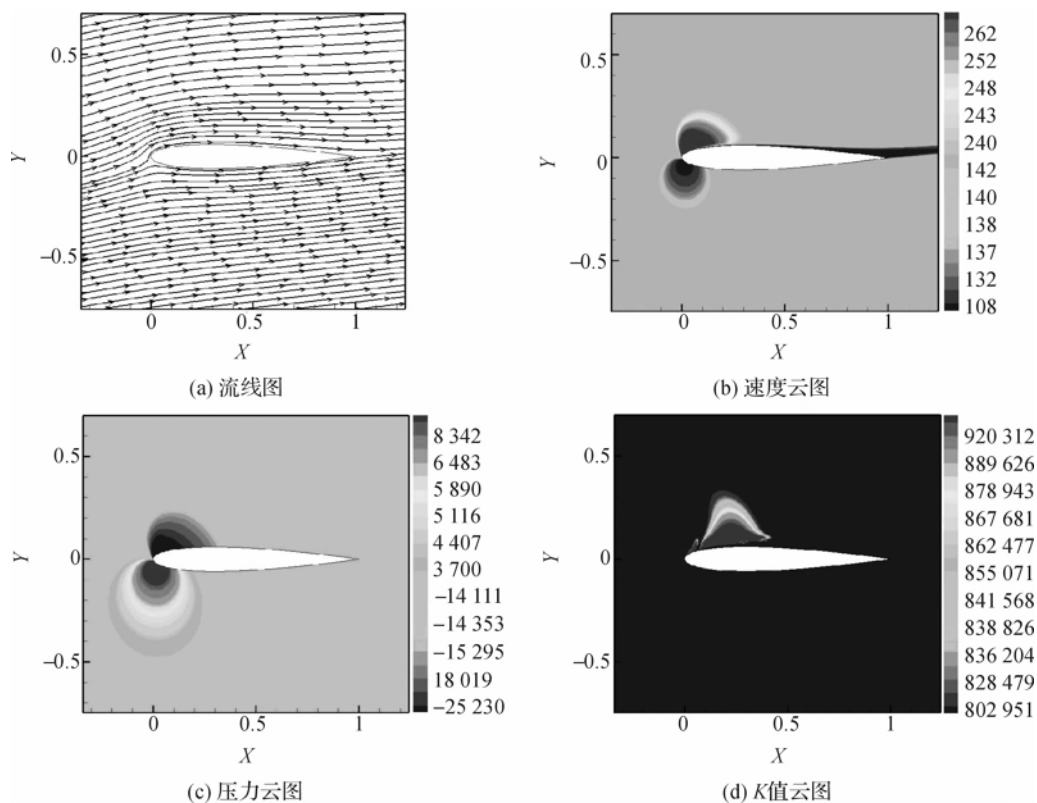
图7 $Ma=0.5, \alpha=3$ 工况下的计算结果图8 $Ma=0.5, \alpha=8$ 工况下的计算结果

图9—图11给出了 $Ma=0.75$ 对应不同攻角工况下计算得到的流线图、速度云图、压力云图和 K 值云图。随着对应的机翼的攻角不断增大,揭示了具有激

波的机翼绕流流动的分离过程。根据上图中的(b)速度云图和(c)压力云图可知,此时在机翼的上表面已经形成了激波。在攻角由 1.5° 增大到 8° 的过程中,流动

发生了分离,且在攻角 $\alpha=8$ 时,由于流动分离,在机翼的后方形成了分离涡。由图 9—图 11 的(b)图可以发现,随着攻角的增大,激波形成的区域不断的向机翼的前端移动。分别对比上图中各个工况下的(b)速度云图

图和(d) K 值云图可以发现,较大的出现在激波位置处,这是由于激波处速度过渡较大更容易引起流动的不稳定性而导致的。而此处的 K 值最大,说明此处的流动将最先发生失稳,这与前人研究成果一致^[14-15]。

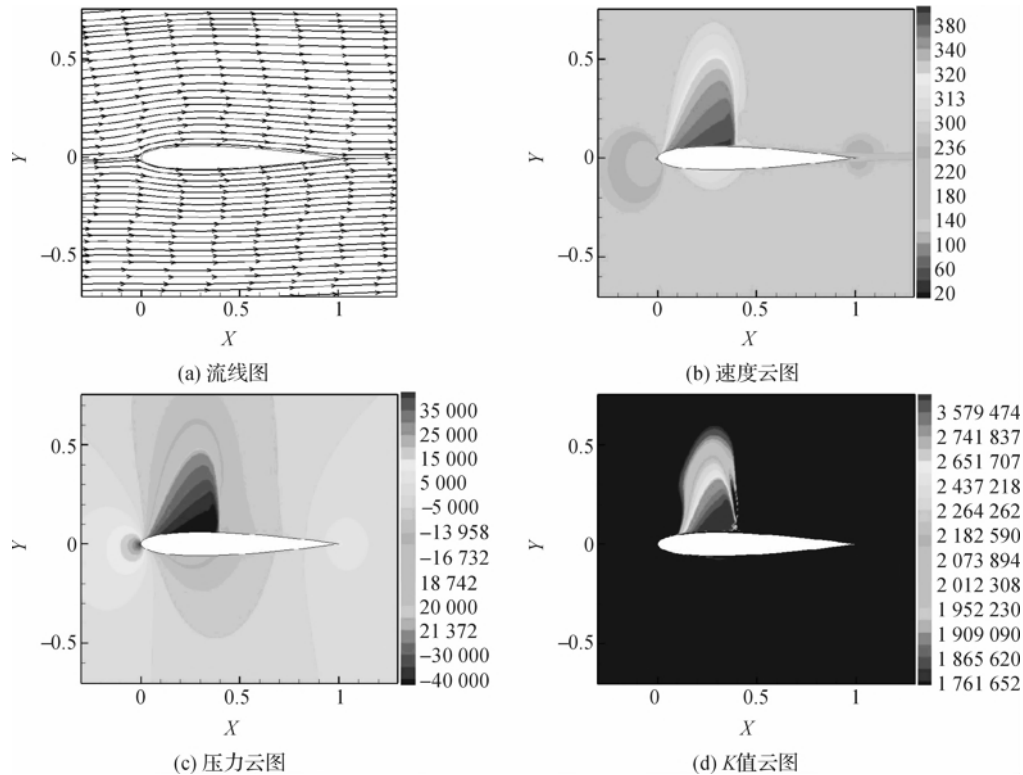


图 9 $Ma=0.75, \alpha=1.5$ 工况下的计算结果

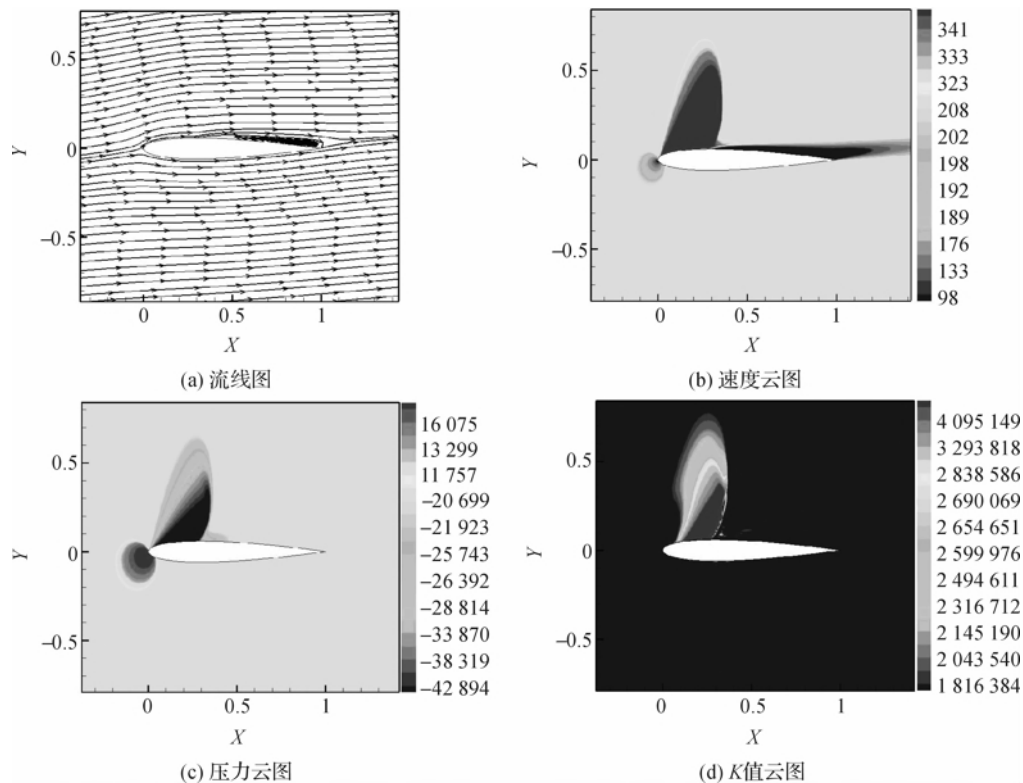
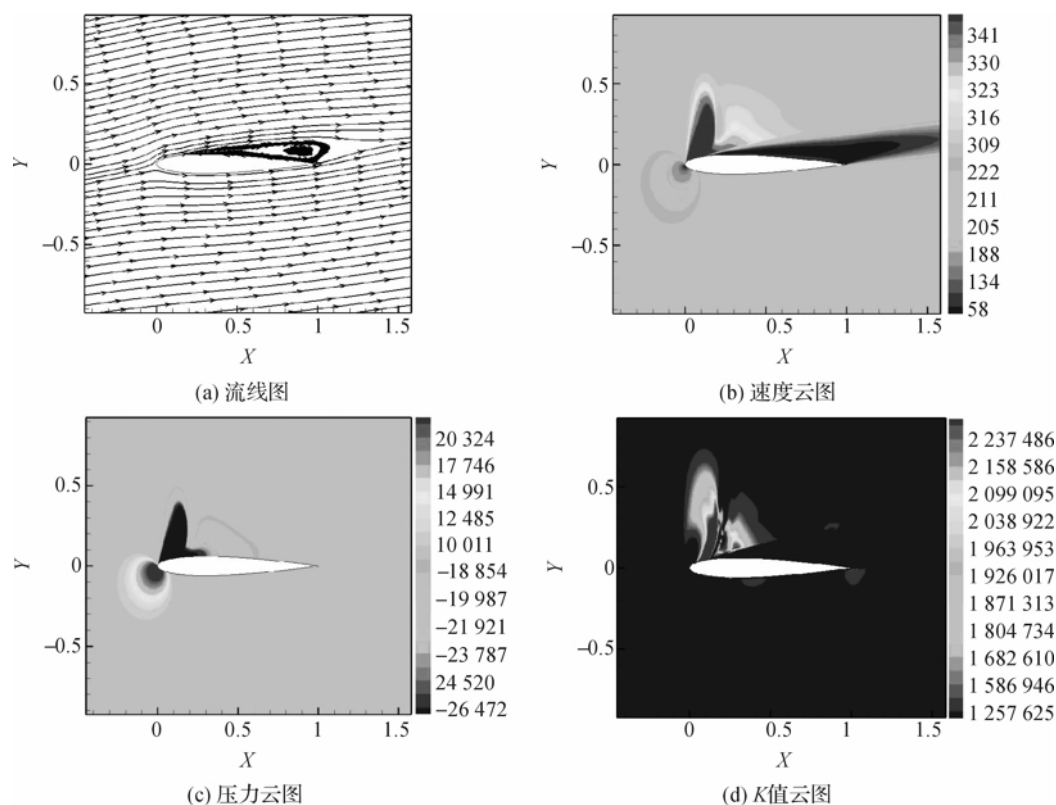


图 10 $Ma=0.75, \alpha=5$ 工况下的计算结果

图 11 $Ma=0.75, \alpha=8$ 工况下的计算结果

4 结 论

本文运用计算流体力学的方法成功的模拟了马赫数 $Ma=0.5$ 和 $Ma=0.75$ 不同攻角工况下来流为可压缩气体的机翼绕流流动。其中选用 Couple 算法计算了速度和压力耦合,用有限体积法离散动量方程,计算结果与文献的数值结果吻合的很好;用能量梯度方法研究了流场的稳定性,最终得出如下结论:

a) Spalart-Allmaras 湍流模型适合于计算可压缩机翼流动。

b) 对于未产生激波的可压缩机翼绕流,机翼的背风面侧,即机翼前端的上缘,更容易首先发生失稳。

c) 对于具有激波的机翼绕流,激波处的 K 值最大,最容易首先发生失稳。

d) 能量梯度方法非常适于研究流体流动的稳定性问题,可以充分的揭示其失稳机理。

参考文献:

- [1] 李文春. 三维气固两相圆柱绕流的直接数值模拟[D]. 杭州: 浙江大学, 2005.
- [2] Mair W A. Bluff bodies and vortex shedding[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1971, 45: 209-224.

- [3] Mujumdar A S, Douglas W J M. Vortex shedding from slender cylinders of various cross sections[J]. Journal of Fluids Engineer, 1973, 95(3): 474-476.
- [4] 杨 烁, 吴宝山. 二维圆柱绕流数值模拟[J]. 中国造船, 2008, 48(B11): 533-540.
- [5] Rahman M M, Karim M M, Alim M A. Numerical investigation of unsteady flow past a circular cylinder using 2-D finite volume method[J]. Journal of Naval Architecture and Marine Engineering, 2007, 4 (1): 27-42.
- [6] Rajani B N, Kandasamy A, Majumdar S. Numerical simulation of laminar flow past a circular cylinder[J]. Applied Mathematical Modeling, 2009, 33: 1228-1247.
- [7] Dagenhart J R, William S S. Crossflow stability and transition experiments in swept-wing flow [R/OL]. USA, Hampton: NASA Langley Research Center [1999-07-01]. <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19990056592.pdf>.
- [8] Dou H S. Mechanism of flow instability and transition to turbulence[J]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2006, 5(41): 512-517.
- [9] Dou H S. Physics of flow instability and turbulent transition in shear flows[J]. International Journal of Physical Science, 2011, 6(6): 1411-1425.
- [10] Dou H S, Khoo B C, Yeo K S. Instability of Taylor-Couette flow between concentric rotating cylinders[J].

- International Journal of Thermal Science, 2008, 47: 1422-1435.
- [11] Jameson A, Mavriplis D. Finite volume solution of the two-dimensional Euler equation on a regular triangular mesh[J]. AIAA, 1985, 21: 578-592.
- [12] Jameson A. Numerical computation of transonic flows with shock waves [J]. Symposium Transsonicum, Gottingen, 1976, 56: 384-414.
- [13] Johansen J. Prediction of laminar/turbulent transition in airfoil flows[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(4): 731-734.
- [14] Wurz W, Wagner S. Experimental investigations of transition development in attached boundary layers and laminar separation bubbles[M]// Körner H, Hilbig R. New Results in Numerical and experimental Fluid Mechanics. Vieweg + Teubner Verlag, 1997: 413-420.
- [15] Krimmelbein N, Radespiel R, Nebel C. Numerical aspects of transition prediction for three-dimensional configurations [C]//35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Toronto, AIAA-2005-4764. 2005: 106.

Numerical Simulation of Compressible Flow Around the Airfoil and Its Stability Analysis

BEN An-qing, DOU Hua-shu

(School of Mechanical Engineering and Automation, Zhejiang Sci-Tech University, Hangzhou 310018, China)

Abstract: The compressible flows around an airfoil with the mach number of 0.5 and angles of attack of 3 and 8 were simulated with numerical simulation. Meanwhile, the compressible flows around an airfoil with shock wave, the mach number of 0.75 and angles of attack of 1.5, 5 and 8 were studied. The simulation results well accorded with experimental data. Then the stability of fluid flow was analyzed with the energy gradient theory. It is found that Spalart-Allmaras turbulence model can accurately reflect flow characteristics of fluid flow. For compressible flow around an airfoil without shock wave, instability first appears at the leeward side and the upper edge of the front end of airfoil; for flow around an airfoil with shock wave, energy gradient at the shock wave reaches the maximum and instability happens first here.

Key words: compressible; numerical simulation; flow around an airfoil; energy gradient theory; stability

(责任编辑: 康 锋)